VELIVOLO CON PROPULSIONE A GETTO

☐ RICHIAMI TEORICI

Lo studio della salita di un velivolo con propulsione a getto viene affrontato paragonando le spinte necessarie al volo con le spinte installate nel velivolo, ovvero disponibili.

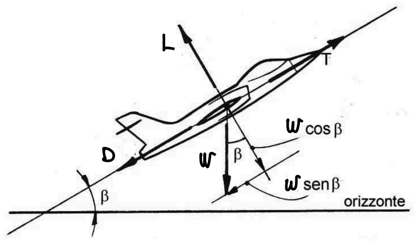


Figura - Equilibrio del velivolo in salita

Le equazioni di equilibrio:

$$\begin{cases} T = D + W \operatorname{sen}\beta \\ L = W \cos\beta \end{cases}$$

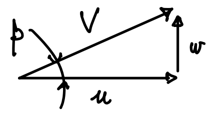
si ha:

$$\frac{T-D}{W} = \operatorname{sen}\beta$$

$T-D$ è l'eccesso di spinta o riserva di spinta e si deduce sovrapponendo i diagrammi delle spinte necessarie e spinte disponibili.

Ancora, dal diagramma delle velocità è:

$$\operatorname{sen}\beta = \frac{w}{V}$$



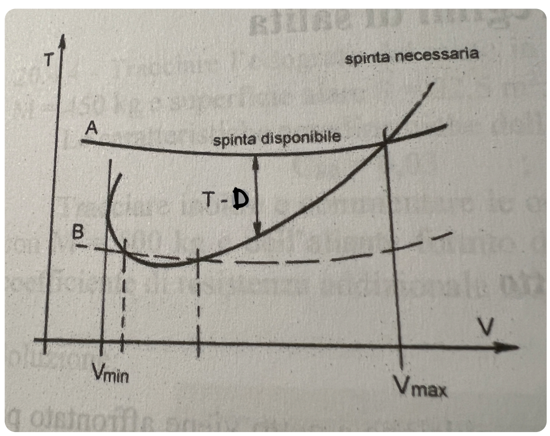
Risulta:

$$\frac{T-D}{W} = \frac{w}{V}$$

Assegnata la quota di volo, si traccia il diagramma delle spinte necessarie al volo e gli si sovrappone quello delle spinte disponibili alla stessa quota.

Si mette in evidenza una V_{max} raggiungibile in V.O.R.U. e una V_{min} che può essere dettata dall'aerodinamica del velivolo (stallo) o da una spinta insufficiente.

Nell'intervallo tra V_{min} e V_{max} si ha un eccesso di spinta che permette di effettuare il volo in salita.



L'angolo di rampa β, per ogni velocità di volo, si calcola come:

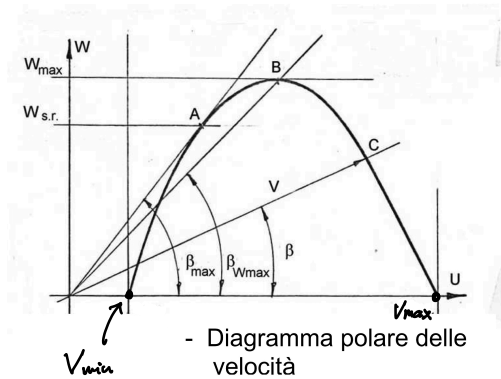
$$\beta = \arcsin\left(\frac{T-D}{W}\right)$$

dove la differenza $T-D$ viene letta nel grafico.
Se con V indichiamo la velocità di volo sulla traiettoria, con u e w le componenti orizzontale e verticale, si scrive:

$$u = V\cos\beta \qquad e \qquad w = V\sin\beta$$

Si traccia il diagramma polare delle velocità in cui si riporta u in ascisse e w in ordinate.
Individuiamo due punti caratteristici.

- Il punto A è quello per cui β è massimo → **SALITA RIPIDA**
- Il punto B è quello per cui la w è massima → **SALITA RAPIDA**



- Diagramma polare delle velocità

• Nell'ipotesi che la spinta disponibile sia costante, possiamo impostare un calcolo analitico senza quindi ricorrere a metodo grafico.
Si ha:

$$\sin\beta = \frac{T-D}{W} \quad ; \quad \begin{cases} u = V\cos\beta \\ w = V\sin\beta \rightarrow \sin\beta = \dfrac{w}{V} \end{cases}$$

ovvero:

$$w = V\,\frac{T-D}{W} = \frac{VT}{W} - \frac{DV}{W}$$

$$D = C_D S \tfrac{1}{2}\rho V^2 \qquad \text{con} \qquad C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A\!R e}$$

$$D = \left(C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A\!R e}\right) S\tfrac{1}{2}\rho V^2 = C_{D0} S\tfrac{1}{2}\rho V^2 + \frac{C_L^2}{\pi A\!R e} S\tfrac{1}{2}\rho V^2$$

ma $\quad L = W\cos\beta \quad$ ovvero $\quad C_L S\tfrac{1}{2}\rho V^2 = W\cos\beta \quad$ ovvero

$$C_L = \frac{2\,W/S\,\cos\beta}{\rho V^2} \qquad \text{Per } \beta << 1 \text{ è } \qquad C_L = \frac{2W/S}{\rho V^2}$$

Allora:

$$D = C_{D0}\, S\, \frac{1}{2} \rho V^2 + \left(\frac{2W}{S \rho V^2} \right)^2 \frac{S \rho V^2}{2 \pi AR e}$$

$$= C_{D0}\, S\, \frac{1}{2} \rho V^2 + \frac{\overset{2}{\cancel{4}}\, W^2}{S^{\cancel{2}}\, \rho^{\cancel{2}}\, V^{\cancel{4}\,2}} \; \frac{\cancel{S \rho V^2}}{\cancel{2} \pi AR e}$$

In definitiva:

$$D = C_{D0}\, S\, \frac{1}{2} \rho V^2 + \frac{2 W^2}{S \rho V^2 \pi AR e}$$

e quindi:

$$w = \frac{VT}{W} - \frac{V}{W} \left[C_{D0}\, S\, \frac{1}{2} \rho V^2 + \frac{2 W^2}{S \rho V^2 \pi AR e} \right]$$

$$= \frac{VT}{W} - \frac{C_{D0}\, S \rho V^3}{2W} - \frac{2W}{S \rho V \pi AR e}$$

Si tratta, a questo punto, di studiare la $\frac{\partial w}{\partial V} = 0$ e ottenere una eq.ne di secondo grado in V. Scartando la soluzione negativa, si ha:

$$V = \sqrt{\frac{T + \sqrt{T^2 + \frac{12\, C_{D0}\, W}{\pi AR e}}}{3 \rho S C_{D0}}}$$

Si pone:

$$A = \frac{1}{2} \rho S C_{D0} \quad ; \quad \frac{2 W^2}{\rho S \pi e AR} = B \; ; \quad AB = \frac{C_{D0} W^2}{\pi e AR}$$

ottenendo:

$$V_{rap} = \sqrt{\frac{T + \sqrt{T^2 + 12 AB}}{6A}}$$

In modo analogo, si ottiene

$$V_{rip} = \sqrt[4]{\frac{B}{A}}$$

ESERCIZIO - Di un aereo che vola a livello del mare sono note le seguenti caratteristiche:

1. $C_D = 0.016 + 0.054\, C_L^2$
2. $C_{L_{max}} = 1.2$
3. $W = 56000\ N$
4. $S = 28\ m^2$

Determinare, nel campo di velocità che si estende dalla minima di sostentamento a quella di 560 Km/h, le curve della potenza e della spinta necessarie per il volo orizzontale uniforme.
Nell'ipotesi, poi, che la spinta generata dal motore a velocità costante e al livello del mare sia pari a 20000 N, determinare la velocità minima e massima in orizzontale, la massima velocità ascensionale e il massimo angolo di salita.

SOLUZIONE - Dall'equazione di equilibrio per il V.O.R.U. è:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} = \sqrt{\frac{2 \times 56000}{1.2252 \times 28 \times 1.2}} = 52.16\ m/s = 187.8\ Km/h$$

Le eq.ni per il V.O.R.U. sono:

$$\begin{cases} T = D \\ W = L \end{cases} \longrightarrow \quad \frac{W}{T} = \frac{L}{D} = E \rightarrow T = \frac{W}{E}$$

ovvero:

$$[1] \quad T = \frac{W\, C_D}{C_L} \quad \rightsquigarrow \text{ Spinta necessaria al V.O.R.U.}$$

Si ha:

$$C_D = 0.016 + 0.054\, C_L^2 \qquad [2]$$

e, ancora

$$L = W \rightarrow C_L S \tfrac{1}{2} \rho V^2 = W \rightarrow C_L = \frac{2W}{S \rho V^2} \qquad [3]$$

Quindi, fissiamo una $V \in [187.8, 560]$, dalla [3] calcoliamo il C_L

e dalla [2] calcoliamo il C_D e quindi dalla [1] valutiamo la spinta necessaria al V.O.R.O.
Poiché $\Pi_n = T_n V$ possiamo valutare anche il diagramma della potenza necessaria al V.O.R.O.

V [Km/h]	V [m/s]	C_L	C_D	1/E	E	T [N]	Π_n [KW]
187.8	52,17	1.2	0.094	$7.8 \cdot 10^{-2}$	12.8	4375	228
200	55.56	1.06	0.077	0.073	13.7	4088	227
250	69.44	0.68	0.041	$6.03 \cdot 10^{-2}$	16.58	3378	235
300	53.57	0.47	0.028	$5.96 \cdot 10^{-2}$	16.79	3335	179
350	97.22	0.34	0.022	$6.47 \cdot 10^{-2}$	15.45	3625	352
400	111.11	0.26	0.020	$7.69 \cdot 10^{-2}$	13	4308	479
450	125	0.21	0.019	$9.05 \cdot 10^{-2}$	11.05	5068	633
500	138.89	0.17	0.018	0.106	9.44	5932	794
560	155.56	0.13	0.017	0.131	7.65	7320	1139

Il calcolo della velocità massima in VORO può essere valutato o graficamente intersecando le curve delle spinte necessarie con quella delle spinte disponibili (20000 N) oppure per via analitica.

$$\begin{cases} T_m = T_d \iff W \dfrac{C_D}{C_L} = 20\,000 \text{ N} \\ C_D = 0.016 + 0.054\, C_L^2 \end{cases}$$

Si ha:

$$\begin{cases} 56000 \dfrac{C_D}{C_L} = 20000 \\ C_D = 0.016 + 0.054\, C_L^2 \end{cases}$$

Quindi

$$C_D = 0.3571\, C_L \quad \rightsquigarrow \quad 0.054\, C_L^2 - 0.3571\, C_L + 0.016 = 0$$

$$\rightsquigarrow \quad C_L^2 - 6.6138\, C_L + 0.2963 = 0$$

$$\Rightarrow \quad C_L = \frac{6.6138 \mp \sqrt{43.74 - 1.19}}{2} =$$

$$= \frac{6.6138 \mp 6.5230}{2} = \begin{cases} \cancel{6.57} \\ 0.045 \end{cases}$$

• La scartiamo perché irreale

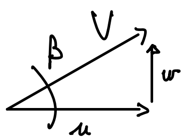
Si ha:

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} = \sqrt{\frac{2 \times 56000}{1.2252 \times 28 \times 0.045}} = 269 \text{ m/s} = 970 \text{ km/h}$$

La massima velocità ascensionale (SALITA RAPIDA) e il massimo angolo di salita (SALITA RIPIDA) si determinano scrivendo le equazioni di equilibrio:

$$\begin{cases} L = W \cos\beta \\ T = D + W \sin\beta \end{cases} \Rightarrow \sin\beta = \frac{T-D}{W}$$

quindi il massimo di β si ha quando $T-D$ è massimo.



$$w = V \sin\beta \quad \text{ovvero} \quad w = V\,\frac{T-D}{W}$$

• Se volessi procedere numericamente dovrei valutare numericamente i valori di $T-D$ e quindi β e w e trovare, dal diagramma ottenuto, il valore massimo.

ANALITICAMENTE

$$A = \frac{1}{2}\rho S C_{D_0} = \frac{1}{2} \times 1.2252 \times 28 \times 0.016 = 0.2744$$

$$B = \frac{2W^2}{\rho S \pi e AR} = \frac{2 \times 56000^2}{1.2252 \times 28 \times \pi e AR} = 9871884$$

$$C_D = C_{D_0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \Rightarrow \frac{1}{\pi e AR} = 0.054 \Rightarrow \pi e AR = 18.52$$

$$AB = 2708845$$

$$V_{rip} = \sqrt[4]{\frac{B}{A}} = \sqrt[4]{\frac{9871884}{0.2744}} = 77.45\,m/s = 280\,km/h$$

Poiché $V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \rightarrow V^2 = \frac{2W}{\rho S C_L} \rightarrow C_L = \frac{2W}{\rho S V^2}$

ovvero $$C_L\Big|_{V_{rip}} = \frac{2 \times 56000}{1.2252 \times 28 \times (77.45)^2} = 0.544$$

$$C_D\Big|_{V_{rip}} = 0.016 + 0.054\, C_L\Big|_{V_{rip}}^2 = 0.032 \rightarrow D\Big|_{V_{rip}} = C_D\Big|_{V_{rip}} S \frac{1}{2} \rho V_{rip}^2 = 3293\,N$$

$$\sin\beta = \frac{T - D}{W} \rightarrow \beta_{V_{rip}} = \arcsin\left(\frac{20000 - 3293}{56000}\right) = 17.3^\circ$$

Calcolo della velocità di salita rapida:

$$V_{RAP} = \sqrt{\frac{T + \sqrt{T^2 + 12AB}}{6A}} = \sqrt{\frac{20000 + \sqrt{20000^2 + 12 \times 2708845}}{6 \times 0.2744}} = 157.41\,m/s$$
$$= 566.7\,km/h$$

a cui corrispondono:

$$C_L\Big|_{V_{RAP}} = \frac{2 \times 56000}{1.2252 \times 28 \times (157.41)^2} = 0.132$$

$$C_D\Big|_{V_{RAP}} = 0.016 + 0.054\, C_L\Big|_{V_{RAP}}^2 = 0.017 \rightarrow D = C_D\Big|_{V_{RAP}} S \frac{1}{2} \rho V_{RAP}^2 = 7225\,N$$

$$\sin\beta_{V_{RAP}} = \frac{T - D}{W} = \frac{20000 - 7225}{56000} = 0.23$$

$$w_{max} = V_{RAP} \times \sin\beta_{V_{RAP}} = 157.41 \times 0.23 = 35.9\,m/s$$

ESERCIZIO - Un velivolo ha massa $M = 10.000\ kg$ e superficie alare $S = 30\ m^2$; la polare del velivolo è esprimibile mediante la:

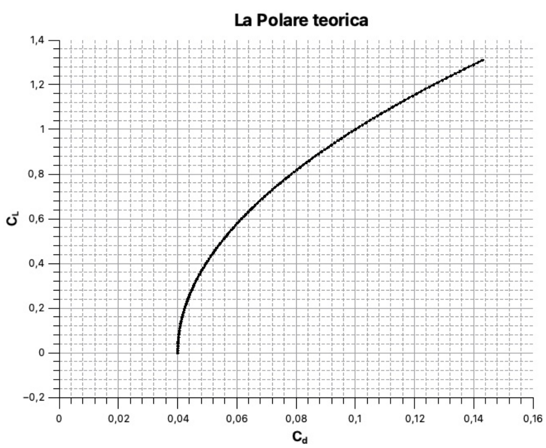
$$C_D = 0.04 + 0.06\, C_L^2 \quad \text{con} \quad C_{L_{max}} = 1.2$$

Il velivolo è equipaggiato da un motore a getto la cui spinta si può ritenere costante al variare della velocità di volo e, al livello del mare, vale $T = 24\,500\ N$.

Si richiede:

- il tracciamento della polare;
- il diagramma delle spinte necessaria a quota $z=0$;
- le velocità minima e massima;
- il massimo angolo di rampa.

SVOLGIMENTO - Nota l'equazione della polare è semplice tracciarne il grafico assegnando valori arbitrari a C_L e valutando i corrispondenti C_D.



La velocità minima si calcola dalla relazione:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2\, W/S}{\rho\, C_{L_{max}}}} =$$

$$= \sqrt{\frac{2 \times 10000 \times 9.8}{1.2252 \times 1.2 \times 30}} = 66.66\ m/s$$
$$= 240\ m/s$$

Per calcolare la V_{max}, risolviamo il sistema:

$$\begin{cases} T_n = T_d \\ C_D = 0.04 + 0.06\, C_L^2 \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} W \dfrac{C_D}{C_L} = 20000 \\ C_D = 0.04 + 0.06\, C_L^2 \end{cases}$$

ovvero:

$$\begin{cases} 98000 \dfrac{C_D}{C_L} = 24500 \\ C_D = 0.04 + 0.06\, C_L^2 \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} C_D = 0.25\, C_L \\ 0.25\, C_L = 0.04 + 0.06\, C_L^2 \end{cases} \Rightarrow C_L^2 - 4.2\, C_L + 0.67 = 0$$

Quindi:

$$C_L\Big|_{min} = \frac{4.2 \pm \sqrt{17.4 - 2.68}}{2} = \begin{cases} \cancel{4.02} & \text{scarto perché irreale.} \\ 0.18 \end{cases}$$

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2\,W}{\rho\, S\, C_{L\,min}}} = \sqrt{\frac{2 \times 10\,000 \times 9.8}{1.2252 \times 30 \times 0.18}} = 172{,}12\,m/s = 620\,km/h$$

Il massimo angolo di rampa $(\beta = \beta_{max})$ lo deduciamo in modo analitico.

$$V_{RIP} = \sqrt[4]{\frac{B}{A}} \qquad \text{dove} \qquad A = \frac{1}{2}\rho\, S\, C_{D0}$$

$$B = \frac{2W^2}{\rho\, S\, \pi e AR}$$

Dalla polare assegnata è:

$$C_{D0} = 0.04$$

$$\frac{1}{\pi e AR} = 0.06$$

Quindi:

$$A = \frac{1}{2} \times 1.2252 \times 30 \times 0.04 = 0.735$$

$$B = \frac{2 \times (10\,000 \times 9.8)^2}{1.2252 \times 30} \times 0.06 = 31354880{,}84$$

Allora:

$$V_{RIP} = \sqrt[4]{\frac{31354880.84}{0.735}} = 80.82\,m/s \cong 291\,km/h$$

a cui corrisponde un

$$C_L\Big|_{RIP} = \frac{2\,W}{S\,\rho\,V_{RIP}^2} = \frac{2 \times 10\,000 \times 9.8}{30 \times 1.2252 \times 80.82^2} = 0.82$$

$$C_D\Big|_{RIP} = 0.04 + 0.06\,(C_L|_{RIP})^2 = 0.08$$

Quindi $\quad D|_{V_{RIP}} = C_D|_{RIP}\, S\, \frac{1}{2} \rho V_{RIP}^2 = 8603{,}4\,N = T_N$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{T_D - T_N}{W}\right) = \arcsin\left(\frac{24500 - 8603{,}4}{10\,000 \times 9{,}8}\right)$$

$$= 8.74^\circ$$

VELIVOLO CON PROPULSIONE A ELICA

- Richiami teorici

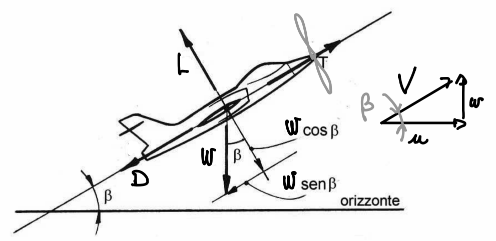


Figura - Equilibrio del velivolo in salita

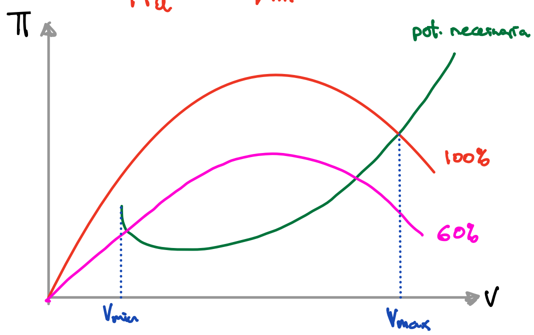
Lo studio della salita di un velivolo con propulsione a elica viene affrontato confrontando le potenze necessarie al volo con quelle installate nel velivolo, ovvero le potenze disponibili.

$$\begin{cases} T = D + W \sin\beta \\ L = W \cos\beta \end{cases} \qquad [*]$$

La prima delle [*], moltiplicata per V, fornisce:

$$\underbrace{TV}_{\Pi_d} - \underbrace{DV}_{\Pi_n} = W \underbrace{V \sin\beta}_{w}$$

da cui: $\quad \Pi_d - \Pi_n = W w$



Si sovrappone al grafico delle potenze necessarie al volo quello delle potenze disponibili alle stesse quote, essendo noti i diagrammi, sia di eliche a passo fisso che a passo variabile.

- Si mette in evidenza una V_{max} raggiungibile in volo rettilineo orizzontale uniforme e una V_{min} che può essere dettata dalla aerodinamica del velivolo (stallo), oppure può essere dovuta a un insufficiente potenza.

Nell'intervallo $[V_{min}, V_{max}]$ il gruppo motopropulsore sviluppa un eccesso di potenza per cui, volendo volare a regime a una certa velocità, è necessario ridurre la potenza, oppure il velivolo accelera fino alla V_{max}.

ESERCIZIO – Un aeroplano avente massa $M = 9400$ kg e superficie alare $S = 28\ m^2$ percorre in salita una traiettoria inclinata sull'orizzontale di $\beta = 12°$. La velocità lungo la traiettoria è $V = 260$ km/h; la efficienza aerodinamica è $E = 10$; il volo si svolge alla quota $z = 500$ m.

Calcolare:

1) la velocità ascensionale;
2) la portanza aerodinamica e il relativo coefficiente di portanza;
3) la resistenza aerodinamica e il relativo coefficiente di resistenza;
4) la potenza necessaria al volo orizzontale alla stessa incidenza;
5) la potenza complessiva per effettuare il volo in salita;
6) la potenza dei motori, ipotizzando un realistico rendimento del gruppo propulsore.

SVOLGIMENTO – Il calcolo della velocità ascensionale si valuta attraverso la relazione:

$$w = V \sin\beta = \left(\frac{260}{3.6}\right) \times \sin 12 = 15.02 \text{ m/s}$$

- La portanza è: $L = W \cos\beta = (9400 \times 9.8) \cos 12 = 90107$ N

Il coefficiente di portanza relativo è:

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} = \frac{90107}{\frac{1}{2} \times 1.1673 \times (72.22)^2 \times 28} = 1.057$$

- La resistenza la valutiamo a partire dalla efficienza:

$$E = \frac{L}{D} \rightarrow D = \frac{L}{E} = \frac{90107}{10} = 9011 \text{ N}$$

Similmente: $E = \dfrac{C_L}{C_D} \rightarrow C_D = \dfrac{C_L}{E} = \dfrac{1.057}{10} = 0.106$

- Il calcolo della potenza necessaria al volo orizzontale:

$$T = D \rightarrow \underbrace{TV}_{\Pi_d} = \underbrace{DV}_{\Pi_n} \quad \text{ovvero} \quad \Pi_n = TV \quad \text{dove} \quad T = \frac{W}{E}$$

$$T = \frac{9400 \times 9.8}{10} = 9212\,N$$

Quindi: $\Pi_n = 9212 \times 72{,}22 = 665{,}3\,kW$

Nota: $\Pi_n = \frac{W}{E}\sqrt{\frac{2W}{S\rho C_L}} = \sqrt{\frac{2W^3}{\rho S C_L E^2}} = \sqrt{\frac{2 \times (9400 \times 9.81)^3}{1.168 \times 28 \times 1.057 \times 10^2}}$

$= 665{,}3\,kW$

- La potenza complessiva per effettuare il volo in salita si effettua a partire dalle eq.ni di equilibrio

$$T = D + W \sin\beta \rightarrow TV = DV + WV \sin\beta$$
$$= \Pi_d + W w$$

$$\Pi_{n,s} = 665300 + 9400 \times 9.8 \times 15{,}02 = 2049\,kW$$

- Poiché $\eta = \frac{\Pi_{sol.}}{\Pi_{mot}} \rightarrow \Pi_{mot} = \frac{\Pi_{n,s}}{\eta} = \frac{2049}{0.6} = 3415\,kW$

avendo supposto, realisticamente, $\eta = 0.6$.

ESERCIZIO - Un velivolo, avente massa $M = 6000\,kg$ e superficie alare $S = 30\,m^2$, è provvisto di un'elica di diametro $D = 2.8\,m$, compie 1620 giri/min e che lavora con un rapporto di funzionamento $\gamma = 0.320$; la polare aerodinamica è:

$$C_D = 0.020 + 0.040\,C_L^2$$

Il velivolo vola orizzontalmente al livello del mare. Determinare:

1) l'efficienza e la portanza per effettuare il volo rettilineo;
2) la potenza del motore sapendo che per compensare la coppia

di reazione una semiala è 10 cm più lunga dell'altra;

3) la potenza del motore qualora si volesse consentire al velivolo una componente verticale della velocità $w = 5$ m/s.

SOLUZIONE - A partire dal rapporto di funzionamento dell'elica, valutiamo la velocità di volo del velivolo:

$$\gamma = \frac{V}{\omega r} \rightarrow V = \gamma \omega \left(\frac{D}{2}\right)$$

Si noti che

$$\omega = 1620 \text{ giri/min.} = 1620 \times \overbrace{0.1047}^{2\pi/60} = 169{,}6 \text{ rad/s}$$

$$V = 0.320 \times 169{,}6 \times \frac{2{,}80}{2} = 75{,}98 \text{ m/s}$$

Calcoliamo il coefficiente di portanza: $L = W \rightarrow C_L S \frac{1}{2}\rho V^2 = W$ ovvero

$$C_L = \frac{2W}{S \rho V^2} = \frac{2 \times 6000 \times 9{,}81}{30 \times 1.2252 \times 75{,}98^2} = 0.55$$

a cui corrisponde un C_D:

$$C_D = 0.020 + 0.040\, C_L^2 = 0.020 + 0.040 \times (0.55)^2 = 0.032$$

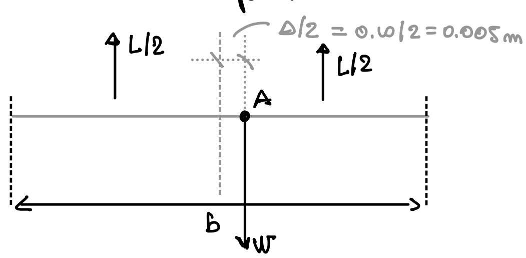
Quindi

$$E = \frac{C_L}{C_D} = \frac{0.55}{0.032} = 17.19$$

$$L = C_L S \frac{1}{2}\rho V^2 = 0.55 \times 30 \times 0.5 \times 1.2252 \times (75{,}98)^2 = 58\,883 \text{ N}$$

Nota: Più semplicemente è $L = W = 6000 \times 9{,}81 = 58860$ N

La potenza erogata dal motore può essere calcolata sapendo che la coppia di reazione è compensata da un'ala più lunga dell'altra di 10 cm



$$C = \frac{L}{2}\left(\frac{b}{2} + \frac{\Delta}{2}\right) - \frac{L}{2}\left(\frac{b}{2} - \frac{\Delta}{2}\right)$$

La coppia di reazione generata dalla differente larghezza delle semiali è:

$$C = \frac{L}{2}\left(\frac{b}{2}+0.05\right) - \frac{L}{2}\left(\frac{b}{2}-0.05\right) = \frac{L}{2}\left[\frac{b}{2}+0.05-\frac{b}{2}+0.05\right]$$

$$= \frac{L}{2} \times 0.10 = 58860 \times 0.05 = 2943 \, N\,m$$

Questa coppia deve essere uguale alla coppia motrice. Quindi la potenza del motore è:

$$\Pi_{mo} = C\omega = 2943 \times 169.6 = 499 \, kW$$

- Nel volo in salita l'equazione di equilibrio secondo la traiettoria è:

$$T = D + W \sin\beta \quad \text{ovvero} \quad \underbrace{TV}_{\Pi_{d,s}} = \underbrace{DV}_{\Pi_{n,o}} + \underbrace{WV\sin\beta}_{W_w}$$

$$\Pi_{n,o} = DV = TV = \frac{W}{E}V = \frac{6000 \times 9.81 \times 75.96}{17.18} = 260{,}24 \, kW$$

$$\Pi_{d,s} = \Pi_{n,o} + W w = 260240 + 6000 \times 9.81 \times 5 = 554{,}54 \, kW.$$

Ricordiamo che: $$\eta = \frac{\Pi_d}{\Pi_{mot}}$$

Supponiamo che il motore funzioni nelle stesse condizioni del volo orizzontale, allora

$$\eta = \frac{260{,}24}{499} = 0.522$$

Allora, la potenza del motore in salita è:

$$\Pi_{mot,s} = \frac{\Pi_{d,s}}{\eta} = \frac{555{,}54}{0.522} = 1064 \, kW$$